



UNIVERSITI SAINS MALAYSIA

First Semester Examination
2017/2018 Academic Session

January 2018

ESA323 – Aerocomposite Engineering
[Kejuruteraan Aerokomposit]

Duration : 3 hours
[Masa : 3 jam]

Please ensure that this paper contains **TWELVE (12)** printed pages and **FIVE (5)** questions before you begin examination.

*[Sila pastikan bahawa kertas soalan ini mengandungi **DUA BELAS (12)** mukasurat bercetak dan **LIMA (5)** soalan sebelum anda memulakan peperiksaan].*

Instruction : Answer **ALL** questions.

[Arahan] : Jawab **SEMUA** soalan].

Student may answer the questions either in **English** or **Bahasa Malaysia**.

*[Pelajar boleh menjawab soalan dalam **Bahasa Inggeris** atau **Bahasa Malaysia**].*

Each question must begin from a new page.

[Setiap soalan mestilah dimulakan pada mukasurat yang baru].

In the event of any discrepancies, the English version shall be used.

[Sekiranya terdapat sebarang percanggahan pada soalan peperiksaan, versi Bahasa Inggeris] hendaklah diguna pakai].

Kertas soalan ini tidak dibenarkan dibawa keluar dari Dewan Peperiksaan.

[You are not allowed to take the question paper from Examination Hall].

Answer **ALL** questions.

1. [a] In general, composite material is a mixture of two or more different materials. In your own words give a complete definition of composite materials.
(10 marks)
- [b] Describe “matrix dominated” properties and “fibre dominated properties” of composites. Give **TWO** examples of matrix dominated properties and fibre dominated properties.
(30 marks)
- [c] Selecting the best material for an aircraft structure or engine component is an important task for the aerospace engineer. The success or failure of any new aircraft is partly dependent on using the most suitable materials. Explain why composite material is increasingly being used in aircraft?
(20 marks)
- [d] Micromechanics is one approach to analyse the mechanical behaviour of composites. It is aimed at providing an understanding of the behaviour of composites.
 - (i) Describe **FIVE** assumptions of micromechanics.
(10 marks)
 - (ii) List down **FIVE** properties that a micromechanics model able to estimate?
(10 marks)
- [e] During the manufacture of a composite, voids are introduced in the composite, and these caused the theoretical density of the composite to be higher than the actual density. State down the mechanical properties that will be affected when the voids contents in the composite is increased?
(20 marks)

2. [a] A high-modulus carbon fibre epoxy lamina consist of 65% fibre volume fraction. Using data given from Table 1 in the appendix, determine:
- (i) Density of the lamina
(5 marks)
 - (ii) Prove that sum of mass fraction of the high modulus carbon fibre epoxy resin is one.
(10 marks)
 - (iii) Volume of the composite lamina, the high modulus carbon fibre and the epoxy resin if the mass of lamina is 4 kg.
(15 marks)
 - (iv) Mass of the fibre and matrix.
(10 marks)
 - (v) Prove that the longitudinal modulus of the composite lamina is higher when compared to transverse modulus.
(10 marks)
- [b] An E-glass/epoxy composite specimen has dimensions of 2.5 cm x 2.5 cm x 0.4 cm and a weight of 2.985 g. After 'resin-digestion' is performed on the composite, the remaining E-glass fibres weigh 1.865 g.
- (i) Using Table 1 given in the appendix, estimate volume fractions of E-glass fibres, epoxy matrix and voids of the composite specimen.
(30 marks)
 - (iii) Suggest ONE application that is suitable for the composite material and justify your answer.
(20 marks)

3. Two different composite material were submitted for evaluation as candidate for an aerospace structure. The material properties of the composite material are summarised in Table 1:

Table 1

| Properties | Composite A | Composite B |
|------------|-------------|-------------|
| E_1 | 200 GPa | 210 GPa |
| E_2 | 12 GPa | 10 GPa |
| ν_{12} | 0.3 | 0.25 |
| G_{12} | 7 GPa | 8 GPa |

The structure will be subjected to stresses as shown in **Figure 1**.

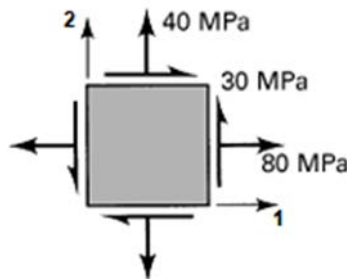


Figure 1

As the structural engineer, evaluate the submitted composite materials if the designed strain limit for the composite structure were as follows:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0.5 \\ 3.5 \\ 4.5 \end{Bmatrix} \times 10^{-3}$$

(100 marks)

4. Two glass/epoxy composite lay-up for an aerospace structure were presented for evaluation. The lay-up are as follows:

- a) $[0/90]_s$
 b) $[\pm 45]_s$

The stiffness matrix, $[\bar{Q}]$ for each lamina was given as follows:

$$\begin{aligned} [\bar{Q}]_0 &= \begin{bmatrix} 53.3 & 2.8 & 0 \\ 2.8 & 8.2 & 0 \\ 0 & 0 & 3.1 \end{bmatrix} \text{ GPa} \\ [\bar{Q}]_{90} &= \begin{bmatrix} 8.2 & 2.8 & 0 \\ 2.8 & 53.3 & 0 \\ 0 & 0 & 3.1 \end{bmatrix} \text{ GPa} \\ [\bar{Q}]_{+45} &= \begin{bmatrix} 19.9 & 13.7 & 11.3 \\ 13.7 & 19.9 & 11.3 \\ 11.3 & 11.3 & 14.0 \end{bmatrix} \text{ GPa} \\ [\bar{Q}]_{-45} &= \begin{bmatrix} 19.9 & 13.7 & -11.3 \\ 13.7 & 19.9 & -11.3 \\ -11.3 & -11.3 & 14.0 \end{bmatrix} \text{ GPa} \end{aligned}$$

The ply thickness of each lamina is 0.3 mm and the composite is subjected to a loading of:

$$\begin{aligned} \{N\} &= \begin{Bmatrix} 500 \\ 700 \\ 300 \end{Bmatrix} \text{ N/mm} \\ \{M\} &= \begin{Bmatrix} 3 \\ 2 \\ 4 \end{Bmatrix} \text{ N.mm/mm} \end{aligned}$$

If the allowable midplane strain limit for the aerospace structure is 0.02 mm/mm , determine which of the composite lay-up is safe for the application.

Given:

$$\begin{aligned} [A] &= \sum_{i=1}^K [\bar{Q}]^i (z_i - z_{i-1}) \\ [B] &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^K [\bar{Q}]^i (z_i^2 - z_{i-1}^2) \\ [D] &= \frac{1}{3} \sum_{i=1}^K [\bar{Q}]^i (z_i^3 - z_{i-1}^3) \end{aligned}$$

(100 marks)

5. As the material engineer for an engineering consultant, you were asked to give your recommendations for the designs of several mechanical components. These components were required to be made from composite materials. The components are:

[a] Aircraft fuselage

[b] High rigidity pipe for mass production

- (i) Identify a suitable combination of fibre and matrix for each applications.

(40 marks)

- (ii) Suggest and justify a suitable manufacturing method for each applications.

(60 marks)

Jawab **SEMUA** soalan.

1. [a] Secara amnya, bahan komposit ialah kombinasi dua atau lebih bahan berlainan. Dengan menggunakan perkataan sendiri, berikan pengertian penuh bahan komposit.
(10 markah)
- [b] Huraikan sifat-sifat komposit 'matrix dominated' dan 'fibre dominated'. Berikan **DUA** contoh sifat-sifat komposit 'matrix dominated' dan 'fibre dominated'
(30 markah)
- [c] Pemilihan bahan terbaik struktur pesawat atau komponen enjin merupakan perkara penting bagi jurutera aeroangkasa. Keberjayaan dan kegagalan sesebuah pesawat baru bergantung kepada pemilihan bahan yang sesuai. Terangkan mengapa bahan komposit semakin banyak digunakan dalam pembuatan pesawat.
(20 markah)
- [d] Mekanikmikro merupakan satu pendekatan dalam menganalisa sifat-sifat komposit. Ia disasarkan bagi memberi pemahaman tentang sifat-sifat komposit.
 - (i) Huraikan **LIMA** andaian Mekanikmikro.
(10 markah)
 - (ii) Senaraikan **LIMA** sifat mekanikal yang boleh dianggarkan dengan penggunaan Mekanikmikro
(10 markah)
- [e] Dalam proses pembuatan komposit, lompong-lompong telah didapati didalam komposit dan ini menyebabkan nilai ketumpatan teori komposit lebih tinggi daripada nilai ketumpatan sebenar. Senaraikan sifat sifat mekanikal yang akan dipengaruhi dengan pertambahan lompong didalam komposit?
(20 markah)

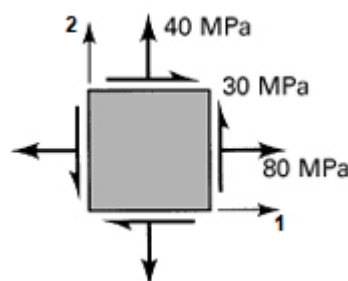
2. [a] Sebuah modulus-tinggi gentian karbon epoksi mengandungi 65% pecahan isipadu gentian. Dengan menggunakan data daripada **Jadual 1**, tentukan:
- (i) Ketumpatan lamina
(5 markah)
 - (ii) Buktikan jumlah pecahan jisim modulus-tinggi gentian karbon epoksi adalah satu.
(10 markah)
 - (iii) Isipadu lamina komposit, modulus-tinggi gentian karbon dan resin epoksi sekiranya jisim lamina 4 kg.
(15 markah)
 - (iv) Jisim gentian dan matriks
(10 markah)
 - (v) Buktikan, modulus membujur bagi lamina komposit adalah lebih tinggi berbanding modulus melintang
(10 markah)
- [b] Satu spesimen komposit E-kaca/epoksi bersaiz 2.5 cm x 2.5 cm x 0.4 cm mempunyai berat 2.985 g. Setelah "resin-digestion" dijalankan keatas komposit, lebihan gentian E-kaca adalah seberat 1.865 g.
- (i) Berdasarkan **Jadual 1** dalam Appendik, anggarkan pecahan isipadu gentian E-kaca, matriks epoksi dan lompong dalam spesimen komposit.
(30 markah)
 - (ii) Cadangkan **SATU** penggunaan yang bersesuaian dengan bahan komposit tersebut dan berikan justifikasi kepada cadangan anda.
(20 markah)

3. Dua bahan komposit berbeza telah dihantar untuk penilaian sebagai calon untuk sebuah struktur aeroangkasa. Sifat-sifat bahan komposit tersebut telah dirumuskan dalam Jadual 1.

Jadual 1

| Sifat | Komposit A | Komposit B |
|------------|------------|------------|
| E_1 | 200 GPa | 210 GPa |
| E_2 | 12 GPa | 10 GPa |
| ν_{12} | 0.3 | 0.25 |
| G_{12} | 7 GPa | 8 GPa |

Struktur tersebut akan dikenakan tegasan seperti yang ditunjukkan dalam **Rajah 1**



Rajah 1

Sebagai jurutera struktur, nilaikan bahan-bahan komposit yang dihantar sekiranya had terikan rekabentuk struktur komposit tersebut adalah seperti berikut:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} 0.5 \\ 3.5 \\ 4.5 \end{Bmatrix} \times 10^{-3}$$

(100 markah)

4. Dua bengkalai kaca/epoksi untuk sebuah struktur aeroangkasa telah dibentangkan untuk penilaian. Bengkalai tersebut adalah seperti berikut:

a) $[0/90]_s$

b) $[\pm 45]_s$

Matriks kekakuan, $[\bar{Q}]$ untuk setiap lamina telah diberikan seperti berikut :

$$\begin{aligned} [\bar{Q}]_0 &= \begin{bmatrix} 53.3 & 2.8 & 0 \\ 2.8 & 8.2 & 0 \\ 0 & 0 & 3.1 \end{bmatrix} \text{ GPa} \\ [\bar{Q}]_{90} &= \begin{bmatrix} 8.2 & 2.8 & 0 \\ 2.8 & 53.3 & 0 \\ 0 & 0 & 3.1 \end{bmatrix} \text{ GPa} \\ [\bar{Q}]_{+45} &= \begin{bmatrix} 19.9 & 13.7 & 11.3 \\ 13.7 & 19.9 & 11.3 \\ 11.3 & 11.3 & 14.0 \end{bmatrix} \text{ GPa} \\ [\bar{Q}]_{-45} &= \begin{bmatrix} 19.9 & 13.7 & -11.3 \\ 13.7 & 19.9 & -11.3 \\ -11.3 & -11.3 & 14.0 \end{bmatrix} \text{ GPa} \end{aligned}$$

Tebal setiap lamina adalah 0.3 mm dan komposit tersebut dikenakan beban :

$$\begin{aligned} \{N\} &= \begin{Bmatrix} 500 \\ 700 \\ 300 \end{Bmatrix} \text{ N/mm} \\ \{M\} &= \begin{Bmatrix} 3 \\ 2 \\ 4 \end{Bmatrix} \text{ N.mm/mm} \end{aligned}$$

Sekiranya had terikan satah tengah untuk struktur aeroangkasa tersebut ialah 0.02 mm/mm, tentukan bengkalai komposit yang selamat untuk applikasi itu.

Diberi :

$$\begin{aligned} [A] &= \sum_{i=1}^K [\bar{Q}]^i (z_i - z_{i-1}) \\ [B] &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^K [\bar{Q}]^i (z_i^2 - z_{i-1}^2) \\ [D] &= \frac{1}{3} \sum_{i=1}^K [\bar{Q}]^i (z_i^3 - z_{i-1}^3) \end{aligned}$$

(100 markah)

5. Sebagai jurutera bahan untuk sebuah konsultasi kejuruteraan, kamu telah diminta untuk memberikan cadangan untuk rekacipta beberapa komponen mekanikal. Komponen-komponen ini perlu diperbuat daripada bahan komposit. Komponen-komponen tersebut ialah:

[a] *Badan pesawat*

[b] *Paip kekakuan tinggi untuk pengeluaran besar-besaran*

- (i) *Kenalpasti kombinasi gentian dan matrik yang sesuai untuk setiap applikasi*

(40 markah)

- (ii) *Beri cadangan dan wajarkan berkenaan kaedah pembuatan yang sesuai untuk setiap applikasi*

(60 markah)

Lampiran/Appendix

$$V_f + V_m + V_v = 1$$

$$\rho_c = \rho_f V_f + \rho_m V_m$$

$$\frac{1}{\rho_c} = \frac{W_f}{\rho_f} + \frac{W_m}{\rho_m}$$

$$E_1 = E_f V_f + E_m V_m$$

$$\frac{1}{E_2} = \frac{V_f}{E_f} + \frac{V_m}{E_m}$$

$$\frac{1}{G_{12}} = \frac{V_f}{G_f} + \frac{V_m}{G_m}$$

Table 1: Fibres and Matrix Properties

| | Young's Modulus (GPa) | Tensile Strength (MPa) | Poisson's Ratio | Specific Gravity (g/cm ³) |
|-----------------------------|-----------------------|------------------------|-----------------|---------------------------------------|
| High-modulus carbon fibres | 400 | 1900 | 0.2 | 2.00 |
| High-strength carbon fibres | 200 | 2600 | 0.2 | 1.70 |
| S-glass fibres | 88 | 3400 | 0.2 | 2.49 |
| E-glass fibres | 72 | 2400 | 0.2 | 2.54 |
| Kevlar fibres | 130 | 2800 | - | 1.44 |
| Boron fibres | 420 | 3500 | - | 2.5 |
| Epoxy fibres | 3.0 | 85 | 0.37 | 1.2 |

000000000